

反旋桨扇非定常负荷噪声的研究

北京航空航天大学 孙晓峰 胡宗安 周 盛

摘 要

本文着重研究了反旋桨扇前排转子尾流与后排转子干涉形成的非定常负荷噪声,并与试验结果作了对比。研究表明:在转子轴向,声压级完全由非定常负荷噪声决定;而在转子平面内,对声压级的主要贡献是稳定负荷噪声,此时非定常负荷噪声的影响只限于转子通过频率的高次谐波段。

一、引 言

理论和试验都表明^[1],反旋桨扇具有比单旋桨扇更高的推进效率。可以预计,在即将问世的新一代桨扇飞机中,采用反旋桨扇推进的将占主导地位。但是,反旋桨扇同时也导致了更为复杂的噪声问题。它除了产生象单旋桨扇那样的稳定负荷噪声外,并且也由于两排之间的相互干扰产生了附加的非定常负荷噪声,因而它的总声功率级也显著地高于单旋桨扇^[2]。对于稳定负荷噪声,现有的理论和方法已经能做出与试验结果十分一致的预测^[3]。然而,对于非定常负荷噪声对总声压级的影响,除了一些试验结果外^[2,4,5],在迄今所发展的理论模型中,还没有完全有效的预测方法。

最近, Hanson 将他用频域分析方法所得到的关于桨扇噪声的普遍结果^[6]推广到适用于反旋桨扇非定常负荷噪声的远场分析^[7]。但是,他的预测结果未能很好地解释试验结果,由此,他建议应该给出新的气动干涉模型。

本文试图对桨扇非定常负荷噪声预测作进一步的探讨,着重研究由前排转子粘性尾流与后排转子相互作用所产生的非定常负荷噪声的预测。在文中,首先将文献^[8,9]关于转子远场噪声所发展的基本理论推广到双排桨扇问题;然后给出尾流模型,并计算由尾流干扰引起的后排转子非定常负荷的大小,最后耦合所导出的声学公式得到预测结果。

二、反旋桨扇非定常负荷噪声辐射公式

根据 Lighthill 的气动声学理论,文献^[8,9,10]从不同角度导出叶片转子的远场声辐射公式。本文采用文献^[10]的基本方法,将单转子的声辐射公式推广到反旋桨扇的声辐射问题。

由于反旋桨扇辐射的声音主要是由稳定叶片作用力和相互干扰引起的非定常力产生的,即主要声源是偶极子源。设 ρ 为脉动密度, c_0 为声速(m/s), 这样, Lighthill 方程可写为

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2 \rho}{\partial X_i^2} = -\frac{\partial F_i}{\partial X_i}, \quad i=1,2,3 \quad (1)$$

首先, 考虑坐标为 \$(y_1, y_2, y_3)\$ 的点力 \$F_i\$ 辐射到自由空间中观察点的声压情况。因为自由空间的 Green 函数为

$$G(\mathbf{Y}, \tau | \mathbf{X}, t) = \delta(\tau - t + r/c_0)/4\pi r$$

式中 \$\delta(\quad)\$ 为脉冲函数。

不难写出方程 (1) 的解为

$$P(\mathbf{x}_i, t) = -\frac{\partial}{\partial X_i} \left[\frac{F_i(t - r/c_0)}{4\pi r} \right] \quad (2)$$

将方程 (2) 写成球坐标形式(参看图 1)

$$p(R, \theta_0, \phi_0, t) = \frac{\partial}{\partial X} \left[\frac{L(t - r/c_0)}{4\pi r} \right] - \frac{1}{a} \frac{\partial}{\partial \phi_0} \left[\frac{D(t - r/c_0)}{4\pi r} \right] \quad (3)$$

式中 \$L(t)\$ 为平行于转子轴的作用力, \$D(t)\$ 为沿周向的作用力。

因为运动叶片负荷辐射的声音等价于在转子平面内连续分布固定声源的声辐射^[9,10], 同时后排转子又是以速度 \$\Omega_2\$ 旋转, 所以, 空间固定声源的强度也随时间变化。如对于转子平面的一固定点 \$(\phi, a)\$, 当叶片经过该点时, 声源强度正好等于叶片负荷的大小, 反之, 声源强度为零。由此, 在转子平面内声源向外辐射的声压 \$p\$ 为

$$dp = \frac{\partial}{\partial X} \left[\frac{L(\phi, t)}{4\pi r} \right] \sum_{m=-\infty}^{\infty} \delta \left[\phi + \frac{2\pi m}{B_2} - \Omega_2 \left(t - \frac{r}{c_0} \right) \right] - \frac{1}{a} \frac{\partial}{\partial \phi_0} \left[\frac{D(\phi, t)}{4\pi r} \right] \sum_{m=-\infty}^{\infty} \delta \left[\phi + \frac{2\pi m}{B_2} - \Omega_2 \left(t - \frac{r}{c_0} \right) \right] \quad (4)$$

因为在固定坐标系中, 前排转子尾迹以该转子速度 \$\Omega_1\$ 变化, 所以, 由前排转子尾迹引起的非定常力展开成 Fourier 级数应是

$$L(\phi, t) = L(\phi + \Omega_1 t) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} A_n \exp[-i(nB_1\phi + nB_1\Omega_1 t)]$$

$$D(\phi, t) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} B_n \exp[-i(nB_1\phi + nB_1\Omega_1 t)]$$

$$dp = \frac{B_2}{8\pi^2} \sum_{n=-\infty}^{\infty} \sum_{m=-\infty}^{\infty} e^{-i(mB_2\Omega_2 + nB_1\Omega_1)t} \left[A_n \frac{\partial E}{\partial X} - B_n \frac{\partial E}{a\partial \phi_0} \right]$$

$$\text{式中 } E = \left[\frac{\exp[i(mB_2 - nB_1)\phi + (mB_2\Omega_2 + nB_1\Omega_1)c_0/r]}{r} \right]$$

这样, 整个转子平面向外辐射的声压为

$$p(R, \theta_0, \phi_0, t) = \frac{B_2}{8\pi^2} \sum_{n=-\infty}^{\infty} \sum_{m=-\infty}^{\infty} e^{-i(mB_2\Omega_2 + nB_1\Omega_1)t}$$

$$\int_{r_H}^{r_0} \int_{-\pi}^{\pi} \left[A_n \frac{\partial E r}{\partial x} - B_n \frac{\partial E r}{a\partial \phi_0} \right] d\phi dr$$

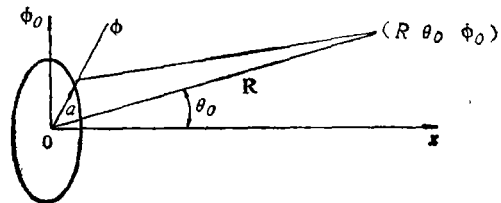


图 1 声源(0点)及观察点\$(R, \theta_0, \phi_0)\$的坐标图

如图 1 所示, 对于远场解

$$r \doteq R - a \cos(\phi - \phi_0) \sin \theta_0, \quad 1/r \doteq 1/R$$

并定义 $M_s = \Omega_2 a / c_0$, $\Omega_{12} = \Omega_2 / \Omega_1$, $\partial(\quad) / \partial X = \cos \theta_0 \partial(\quad) / \partial R$, 由此可得

$$\begin{aligned} p(R, \theta_0, \phi_0, t) = & \frac{B_2}{4\pi R a} \sum_{n=-\infty}^{\infty} \sum_{m=-\infty}^{\infty} i(mB_2 - nB_1) + 1 \\ & \times e^{-i(mB_2 \Omega_2 + nB_1 \Omega_1)(t - R/c_0) + i(mB_2 - nB_1)\phi_0} \\ & \times \int_{r_H}^{r_0} \left[\frac{(mB_2 \Omega_2 + nB_1 \Omega_1) a \cos \theta_0}{c_0} A_n - (mB_2 - nB_1) B_n \right] \\ & \times J_{mB_2 - nB_1}[(mB_2 + nB_1 \Omega_{12}) M_s \sin \theta_0] dr \end{aligned} \quad (5)$$

式(5)就按本文方法所导出的反旋桨扇的声辐射公式, 其中 $J(\quad)$ 为第一类 Bessel 函数。当 $\Omega_1 = 0$ 时, 这个结果与文献[8,9]是一致的。如不考虑前飞效应的影响, 这个结果实质上与文献[7]的结果也是一致的。

本文在应用公式(5)时, 作了进一步的简化。对于非定常负荷的计算, 不考虑叶片厚度、弯度、攻角的影响。而在计算叶片定常负荷时, 则包括了这些因素的影响。

三、叶片尾流模型和非定常气动力模型

前排转子的尾迹速度分布可展开成 Fourier 级数[11,12]

$$w = \sum_{n=-\infty}^{+\infty} w_n \exp[i(kz + m2\pi n B_1 / B_2 - n B_1 (\Omega_1 + \Omega_2) \tau)] \quad (6)$$

其中, 系数 w_n 按文献[11]给出的尾流模型确定。根据式(6)给出的尾迹速度分布, 按文献[13]的方法便可计算叶片非定常气动力的大小, 并可以考虑叶片后掠角的影响。

四、计算结果和分析

本文所用的几何性能参数取自文献[5、14]。其中 $B_1 = B_2 = 3$, $N_1 = N_2 = 9000 \text{ rpm}$, 后掠角为 27° 。表 1、表 2、表 3 分别给出了不同观察点位置非定常负荷噪声和定常负荷噪声的大小。其中, 表 3 中的试验结果取自文献[5] Fig3。此外, 各表中所给出的稳定负荷噪声值均是两个转子所产生的稳定负荷噪声的叠加。

从表 1 可以看出, 当 $\theta_0 = 0$, 即在转子轴向方向时, 稳定负荷噪声值为零, 对声压贡献

表 1 ($R = 2.5 \text{ m}$, $\theta_0 = 0^\circ$)

频 率 (Hz)	450	900	1350	1800	2250	2700
稳定负荷噪声 (dB)	0	0	0	0	0	0
非定常负荷噪声 (dB)	0	118.91	0	123.25	0	125.37

表 2 ($R = 2.5 \text{ m}$, $\theta_0 = 45^\circ$)

频 率 (Hz)	450	900	1350	1800	2250	2700
稳定负荷噪声 (dB)	97.75	73.34	61.47	46.05	25.76	8.14
非定常负荷噪声 (dB)	81.87	108.67	111.03	108.00	117.08	110.66

表 3 ($R = 2.5\text{m}$, $\theta_0 = 90^\circ$)

频 率 (Hz)	450	900	1350	1800	2250	2700
稳定负荷噪声 (dB)	112.12	101.98	91.83	81.84	72.01	62.28
非定常负荷噪声 (dB)	86.89	76.17	89.57	89.37	86.56	92.90
总的预测值 (dB)	112.12	101.98	94.03	91.67	86.74	92.91
实验值[4] (dB)	109.5	98.5	98.0	95.0	91.5	92.5

完全是由非定常负荷噪声的大小确定的。在表 2 中, 当 $\theta_0 = 45^\circ$ 时, 稳定负荷噪声的最大峰值在转子的通过频率上, 而在高次谐波段 (1350—2700 Hz), 非定常负荷噪声值显著高于稳定负荷噪声值。在转子平面内, 即 $\theta_0 = 90^\circ$ 时, 从表 3 可以看出, 稳定负荷噪声在通过频率及其二次谐波上均显著高于非定常负荷值, 非定常负荷噪声的影响主要是在 BPF 的高次谐波段。这说明在转子平面内, 对总声压级的主要贡献是稳定负荷噪声, 这与单旋桨扇的结论是一致的。

五、结 论

1. 在轴向方向, 声压级完全是由非定常负荷声决定的。而在转子平面内, 对声压级的主要贡献是稳定负荷噪声, 这与单旋桨扇是一致的。所不同的是, 这时的稳定负荷噪声值应是两个转子的叠加。

2. 由本文方法所给出的预测结果与试验值对比在趋势上基本一致。更加严格的对比还需要精确的尾流测试数据和非定常力计算方法的进一步改进。

参 考 文 献

- [1] Strack, W.C., "Technology and Benefits of Aircraft Counter Rotation Propeller" NASA TM-83983, 1982.
- [2] Korkan, K.D., "Experimental study of Noise Generated By Counterrotating propeller Systems" AIAA-84-2264, 1984.
- [3] Farassat, F., "A Collection of Formulas for Calculation of Rotating Blade Noise-Compact and Noncompact Source Results" AIAA-80-0996, 1980.
- [4] Block, P.J.W., "Noise Radiation Patterns of Counter-Rotation and Unsteadily Loaded Single-Rotation Propellers" Journal of Aircraft v22, N9, 1985, pp776-783.
- [5] Fujii, S., "Noise and Performance of a Counter-Rotation Propeller" Journal of Aircraft, v23, N9, 1986, pp719-724.
- [6] Hanson, D. B., "Compressible Helicoidal Surface Theory for Propeller Aerodynamics and Noise" AIAA, Journal v21, NO6, 1983, pp881-889.
- [7] Hanson, D.B., "Noise of Counter-rotation propellers" Journal of Aircraft v22, N7, 1985, pp609-617.
- [8] Lowson, M.V., "A Theoretical Study of Helicopter Rotor Noise" J. Sound vib., v9, N2, 1969, pp197-222.
- [9] Wright, S.E., "Sound Radiation from a Lifting Rotor Generated by Asymmetric Disc Loading" Journal of Sound and vibration, v47, 1970, pp371-385.
- [10] White, R.G., "Noise and vibration" John Wiley & Sons, 1982, pp439-462.
- [11] Shaw, I.M., "Rotor-Stator Interaction Noise Generation", Journal of Aircraft, V19, 1982, pp954-962.
- [12] 孙晓峰、胡宗安、周盛, "风扇/压气机转子、静子干涉噪声的预测方法", 北京航空学院科研报告 BH-B3062, 1987.12.
- [13] 孙晓峰、胡宗安、周盛, "后掠叶栅发声机理的研究" 北航科研报告 BH-B3063, 1987.12.
- [14] Fujii, S., "Aeroacoustics of An Advanced Propeller Design Under Takeoff and Landing Conditions", Journal of Aircraft, v23 1986, pp136-141.

UNSTEADY LOADING NOISE OF COUNTER-ROTATING PROPELLER

Sun Xiaofeng, Hu Zongan, Zhou Sheng

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

The unsteady Loading noise generated by interaction of a front rotor wake with an aft rotor in a counter-rotating(CR) propeller is analyzed and the noise radiation formulae are derived. The numerical prediction of noise of a real CR propeller are completed and compared with experimental data. It is concluded that the sound pressure level (SPL) in the axial direction of the rotor is fully determined by the component of unsteady loading noise, but in rotor plane the main contribution to SPL is the component of steady loading noise and the effect of the unsteady one is limited in the range of higher harmonics in this case.

TWO-DIMENSIONAL SUBSONIC DIFFUSER FLOW WITH UNIFORM SHEAR VELOCITY PROFILE AT INLET

Huang Xijun, Dong Jinzhong, Fan Shixin, Shio Chengshu

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

A prediction method has been developed for average parameters of 2-D subsonic diffuser with uniform shear velocity profile at inlet. A complete solution of all flow parameters can be obtained by interacting the zonal models and coupling them on common boundaries. The momentum integral and the entrainment equations are used for the boundary layer zone. The equations are closed by use of the improved Cole's wall-wake velocity profile. Due to different development of the boundary layers on the upper and lower walls of diffuser under conditions of the shear velocity profile in core flow, different equations are employed. Three actual diffusers are calculated by this method and experimented by authors. The predictions by this method for the streamwise distribution of pressure coefficient, velocity of core flow and the location of detachment are in good agreement with test data.